

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2000-039147

(43)Date of publication of application : 08.02.2000

(51)Int.Cl.

F23R 3/28
F02C 7/22

(21)Application number : 10-205288

(71)Applicant : MITSUBISHI HEAVY IND LTD

(22)Date of filing : 21.07.1998

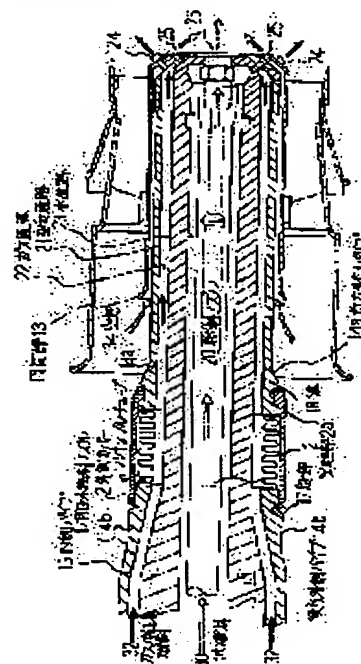
(72)Inventor : KOBAYASHI KAZUYA
SATOU HISAYASU
MIYAUCHI KOTARO

(54) PILOT NOZZLE FOR COMBUSTOR EQUIPPED WITH FLEXIBLE JOINT

(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To remove the affection of a thermal stress on the tip end unit of a combustor by absorbing the difference of thermal elongation between the outside and the inside of the same, with respect to a dual system pilot nozzle for the gas turbine combustor employed by switching oil into gas.

SOLUTION: An air passage 21 is formed between a cylindrical unit 13 and an outside pipe 14 while a gas passage 22 is formed between the outside pipe 14a and an inside pipe 15 to pass air 34 and gas pilot fuel 32 respectively and inject them from an air injection port 25 and a gas injection port 24, which are equipped at the tip end of a combustor. An oil fuel nozzle 20 is penetrated through the inside pipe 15 and water is passed through the periphery of the nozzle 20 while oil is injected from an oil injection port 26. The temperature of air is 400°C, the temperature of the gas fuel is 15-200°C, the temperature of the water passage is a normal temperature and, accordingly, the difference of thermal elongation is generated between the outside pipe 14 and the inside pipe 15, however, one end of the outside cover 2 is fixed to the fore outside tube 14a the other end of the same is slid on a rear tube 14b and a flexible tube 1 is also contractable whereby the difference of thermal elongation can be absorbed and a stress will not be generated in the tip end unit.



(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開
特開2000-39
(P2000-39)

(43) 公開日 平成12年2月8

(51) Int.Cl. ⁷	識別記号	F I	
F 2 3 R 3/28		F 2 3 R 3/28	B Z
F 0 2 C 7/22		F 0 2 C 7/22	A

審査請求 未請求 請求項の数 1 O L

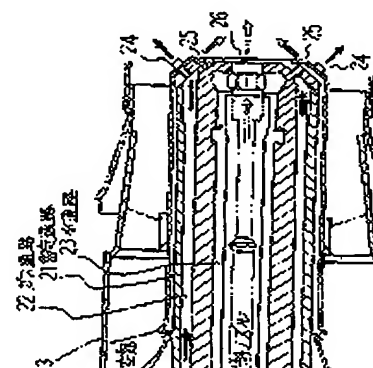
(21) 出願番号	特願平10-205288	(71) 出願人	000006208 三菱重工業株式会社 東京都千代田区丸の内二丁目
(22) 出願日	平成10年7月21日(1998.7.21)	(72) 発明者	小林 一弥 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目 三菱重工業株式会社高砂製作所
		(72) 発明者	佐藤 寿哉 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目 三菱重工業株式会社高砂製作所
		(72) 発明者	宮内 宏太郎 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目 三菱重工業株式会社高砂製作所
		(74) 代理人	100069246 弁理士 石川 新 (外1名)

(54) 【発明の名称】 フレキシブルジョイントを備えた燃焼器パイロットノズル

(57) 【要約】

【課題】 ガスタービン燃焼器の油とガスを切替えて使用するデュアル方式のパイロットノズルに関し、外側と内側パイプの熱伸び差を吸収し、先端部への熱応力の影響を取り除く。

【解決手段】 円筒部13と外側パイプ14との間には空気通路21が、外側パイプ14a及び14bと内側パイプ15との間にはガス通路22が形成され、空気34とガスパイロット燃料32がそれぞれ通り、先端の空気噴射口25とガス噴射口24から噴射する。内側パイプ



(2)

特開2000-39147

1

2

【特許請求の範囲】

【請求項1】 外側円筒と内側内筒とを周囲に所定空間を保ち同心状に配置し、同空間にはガス燃料を流して先端部より噴射可能とし、前記内側円筒の中心部には油燃料ノズルを挿通し油燃料を先端部より噴射可能とする燃焼器のパイロットノズルにおいて、前記外側円筒は前後で2分割構造とし、同分割部は前後に伸縮自在な部材で連結されていることを特徴とするフレキシブルジョイントを備えた燃焼器パイロットノズル。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明はフレキシブルジョイントを備えた燃焼器パイロットノズルに関し、主にガスタービンのガス燃料、油燃料を切換えて使用するデュアル方式のパイロットノズルにフレキシブルジョイントを組み込んで熱伸び差を吸収し、先端部に加わる熱応力を吸収するようにしたものである。

【0002】

【従来の技術】図2はガスタービンの燃焼器の外観図であり、図において、10は燃焼器本体であり、その中心部にはパイロット燃料ノズル11があり、その周囲には複数のメイン燃料ノズル12が配置されている。燃焼器本体10には油燃料30、ガス燃料31、ガスパイロット燃料32、水33が供給され、ガスと油燃料を切換えていずれかの燃料を燃焼器内で燃焼させ、高温の燃焼ガスを発生させ、ガスタービンに供給する。なお燃焼開始に当っては中心部のパイロットノズル11に油燃料30か又はガスパイロット燃料32を送り、点火させるようにしている。

【0003】図3は上記図2で説明した燃焼器10のパイロット燃料ノズル11先端部の断面図である。図において、13は空気導入用の円筒部、14は外側パイプ、15は内側パイプであり、空気導入円筒部13の内周面と外側パイプ14外周面との間には空気通路21が形成されている。又、外側パイプ14の内周面と内側パイプ15外周面との間にはガス通路22が形成されている。更に、内側パイプ15内には油燃料ノズル20が挿通され、周囲の空間には水が流入するようになっている。

【0004】空気通路21から流入した空気34は先端周辺部の空気噴射口25より、図示のように斜め内向きに噴出して燃焼器内に流出し、ガス通路22から先端部へ流れるガスパイロット燃料32は先端周辺部のガス噴射口24から外側に向かって斜めに噴出する。又、油燃料30は油燃料ノズル20を通り、先端中心部の油噴射口26から燃焼器内に噴射される。油燃料ノズル20の周囲に流入した水は図示省略の先端部水噴射ノズルから噴射する。このように空気34とガス燃料32又は油燃料30がパイロット燃料ノズル11の先端部より燃焼器本体10内に噴射され、燃焼してメイン燃料ノズル1

2からのメイン燃料に点火される。

【0005】図4は図2におけるパイロット燃料ノズル先端周辺部の拡大断面図である。図において空気通路21内を流れる空気は圧縮器から抽気された空気であり、約400℃程度の温度となっており、その内側のガス通路22を流れるガス燃料も15°～200℃である。一方油燃料ノズル20と内側パイプ15との間には水33が流入しており、内側パイプ15の内周側と外側とではかなりの温度差となっており、結果として外側パイプ14と内側パイプ15とでは熱伸び差が生じ、外側、内側パイプ14、15が接合する先端部には熱応力が加わり、特に先端部の溶接部16には無理な力が加わり、クラックが発生しやすい箇所となっている。

【0006】

【発明が解決しようとする課題】前述のように、従来のガスタービン燃焼器におけるデュアル方式のパイロットノズルにおいては、外側パイプ14、内側パイプ15とでは温度差があり、両パイプの間には熱伸び差が生じ、その熱伸び差は先端部の溶接部16に無理な応力を発生させて溶接部16にクラックが発生することになる。従ってこの外側パイプ14と内側パイプ15の熱伸び差を吸収するような何んらかの対策が以前より強く望まれていた。

【0007】そこで本発明は、ガス燃料と油燃料を切換えて使用するガスタービンのデュアル方式のパイロット燃料ノズルにおいて、外側パイプと内側パイプとの間の熱伸び差を吸収する構造を採用して両者の熱伸び差を吸収し、先端部に加わる無理な力を解消することのできるフレキシブルジョイントを備えた燃焼器パイロットノズルを提供することを課題としてなされたものである。

【0008】

【課題を解決するための手段】本発明は前述の課題を解決するために次の手段を提供する。

【0009】外側円筒と内側内筒とを周囲に所定空間を保ち同心状に配置し、同空間にはガス燃料を流して先端部より噴射可能とし、前記内側円筒の中心部には油燃料ノズルを挿通し油燃料を先端部より噴射可能とする燃焼器のパイロットノズルにおいて、前記外側円筒は前後で2分割構造とし、同分割部は前後に伸縮自在な部材で連結されていることを特徴とするフレキシブルジョイントを備えた燃焼器パイロットノズル。

【0010】本発明は外側円筒が前後で2分割され、分割部分には伸縮自在な部材が介在しているので、外側円筒と内側円筒との間に熱伸び差が生じても伸縮自在な部材が伸びることにより吸収される。外側円筒と内側円筒で形成される空間にはガス燃料が流れており、内側円筒内には油燃料ノズルが挿通され、その周囲には水が流入している。ガス燃料は15°～200℃の温度であり、水は常温である。又、更にパイロットノズル先端部の外周面からは圧縮器から抽気した空気が先端部に向かって

(3)

特開2000-39147

3

4

流入するが、空気の温度は400℃程度である。

【0011】この結果、外側円筒が内側円筒よりはかなり高温となっており、この温度差により両円筒には熱伸び差が生ずる。この熱伸び差は外側円筒と内側円筒が接合されるノズル先端部に大きな熱応力を発生させ、従来では溶接部にクラックを発生させることが生じていた。本発明ではこの熱伸び差が伸縮自在な部材で吸収されるので先端部での応力の発生がなくなり、パイロットノズルの信頼性が向上するものである。

【0012】

【発明の実施の形態】以下、本発明の実施の形態について図面に基つて具体的に説明する。図1は本発明の実施の一形態に係るフレキシブルジョイントを備えた燃焼器パイロットノズルの断面図である。図において、符号1、2及び14a、14b、17、18以外は図3に示す従来の構造と同じであるので、同じ符号をそのまま引用し、詳しい説明は省略して説明し、以下に本発明の特徴部分を詳しく説明する。

【0013】図1において、外側パイプは前方外側チューブ14aと後方外側チューブ14bとに分割されている。1はフレキシブルチューブ、2は外側カバーであり、この分割部を連結している。前方外側チューブ14aの端部外周面には溝部18を形成し、外側カバー2の端部内側面に設けた突起部2aを係合させる。外側カバー2の後端は後方外側チューブ14b端部外周面に設けられた段部17に接し、摺動可能に挿通されている。

【0014】外側カバー2は外側パイプの14aと14bとの接続部周囲を円筒状に覆い、その内部にはフレキシブルチューブ1が一端を前方外側チューブ14aに、他端を後方チューブ14bにボルト等で固定され、取付けられている。従ってフレキシブルチューブ1も同様に接続部の全周囲を覆い前後のガス通路22を連通してガス通路を形成している。

【0015】上記構成のフレキシブルジョイントを適用したパイロットノズルにおいて、外側パイプ14a、14bと内側パイプ15との間には従来例で説明したように温度差があり、熱伸び差が生ずると、その熱伸びは外側チューブ14が内側チューブ15よりも伸びが多く、その伸び差は外側カバー2では後方の段部17において後方外側チューブ14bと摺動し、フレキシブルチューブ1においては伸縮自在な構成により両端が広がる伸び差を容易に吸収することができる。

【0016】上記のように外筒パイプ14a、14bと内側パイプ15との温度差による生ずる熱伸び差は外側カバー2とフレキシブルチューブ1とで吸収するので先端部の溶接部に加わる熱応力がほとんど生じず、パイ

ロット燃料ノズルが安全に運転できる。

【0017】

【発明の効果】本発明のフレキシブルジョイントを備えた燃焼器パイロットノズルは、外側円筒と内側円筒とを周囲に所定空間を保ち同心状に配置し、同空間にはガス燃料を流して先端部より噴射可能とし、前記内側円筒の中心部には袖燃料ノズルを挿通し袖燃料を先端部より噴射可能とする燃焼器のパイロットノズルにおいて、前記外側円筒は前後で2分割構造とし、同分割部は前後に伸縮自在な部材で連結されていることを特徴としている。このような構成により、外側円筒と内側円筒間に生ずる熱伸び差が吸収され、ノズル先端部に生ずる応力をなくすることができ、先端部での溶接部のクラックの発生を防止することができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の実施の一形態に係る燃焼器パイロットノズルのフレキシブルジョイントの断面図である。

【図2】ガスタービンの代表的な燃焼器の構成図である。

【図3】従来の燃焼器パイロットノズルの断面図である。

【図4】従来の燃焼器パイロットノズルの先端部の拡大断面図である。

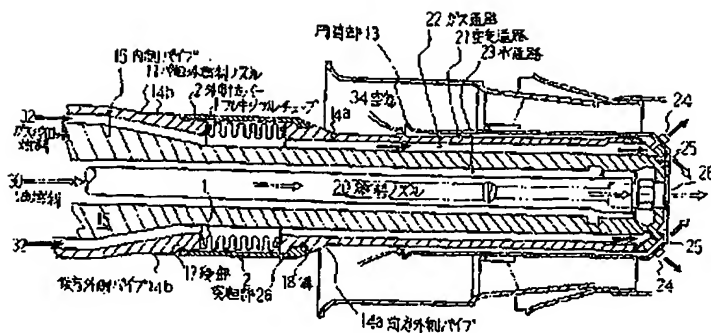
【符号の説明】

1	フレキシブルチューブ
2	外側カバー
2a	突起部
11	パイロット燃料ノズル
13	円筒部
14	外側パイプ
14a	前方外側パイプ
14b	後方外側パイプ
15	内側パイプ
16	溶接部
17	段部
20	袖燃料ノズル
21	空気通路
22	ガス通路
23	水通路
24	ガス噴射口
25	空気噴射口
26	袖噴射口
30	袖燃料
32	ガスパイロット燃料
34	空気

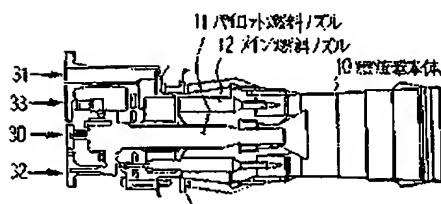
(4)

特開2000-39147

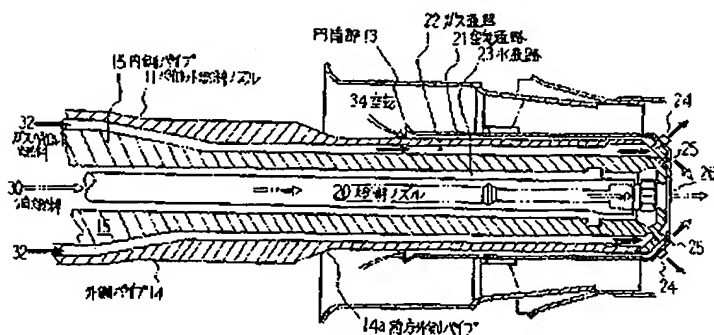
【図1】



【図2】



【図3】



(5)

特開2000-39147

【図4】

